(19)中华人民共和国国家知识产权局

(12)发明专利

(10)授权公告号 CN 101576024 B
(45)授权公告日 2011.01.05

(21)申请号 200910072304.8

(22)申请日 2009.06.16

(73)专利权人 哈尔滨工业大学
地址 150001 黑龙江省哈尔滨市南岗区西大直街 92 号

(72)发明人 鲍文 秦江 于达仁 周伟星

(74)专利代理机构 哈尔滨市松花江专利商标事务所 23109
代理人 徐爱萍

(51)Int.Cl.
F02K 7/10(2006.01)
F02K 9/64(2006.01)

(56)对比文件
US 4771601 ,1988.09.20, 全文 .
US 2007/0175222 A1,2007.08.02, 全文 .
CN 101149028 A,2008.03.26, 全文 .
US 5119626 A,1992.06.09, 全文 .
鲍文、秦江等 . 一种新型的超燃冲压发动机闭式冷却循环 . 工程热物理学报 . 2008,29(12),1985-1989 页 .

审查员 向启雄

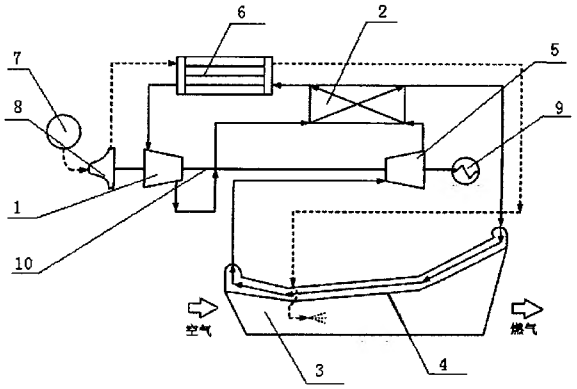
权利要求书 1 页 说明书 3 页 附图 1 页

(54)发明名称

超燃冲压发动机回热式闭式布莱顿冷却循环系统

(57)摘要

超燃冲压发动机回热式闭式布莱顿冷却循环系统，它涉及一种超燃冲压发动机冷却循环系统。本发明的目的是为了解决现有的高超声速飞行器的超燃冲压发动机冷却困难、冷却用燃料的流量大和热沉不足及燃料供给系统取气困难的问题。中心轴的一端与发电机连接，中心轴的另一端分别与压气机和燃料泵连接，所述涡轮装在发电机和压气机之间的中心轴上，所述冷却通道设置在发动机上部的外壁面上；所述冷却循环系统具有主冷却回路和次冷却回路。本发明用于高超声速飞行器的热防护和发动机的冷却。



CN 101576024 B

1. 一种超燃冲压发动机回热式闭式布莱顿冷却循环系统，所述冷却循环系统包括压气机 (1)、发动机 (3)、冷却通道 (4)、涡轮 (5)、燃料箱 (7)、燃料泵 (8) 和中心轴 (10)，其特征在于所述冷却循环系统还包括回热器 (2)、换热器 (6) 和发电机 (9)，所述中心轴 (10) 的一端与发电机 (9) 连接，所述中心轴 (10) 的另一端分别与压气机 (1) 和燃料泵 (8) 连接，所述涡轮 (5) 装在发电机 (9) 和压气机 (1) 之间的中心轴 (10) 上，所述冷却通道 (4) 设置在发动机 (3) 上部的外壁面上；所述压气机 (1) 的输出端通过管路与回热器 (2) 的冷侧输入端连接，所述回热器 (2) 的冷侧输出端通过管路与冷却通道 (4) 的输入端连接，冷却通道 (4) 的输出端通过管路与涡轮 (5) 的输入端连接，涡轮 (5) 的输出端通过管路与回热器 (2) 的热侧输入端连接，所述回热器 (2) 的热侧输出端通过管路与换热器 (6) 的高温侧输入端连接构成主冷却回路；所述换热器 (6) 的高温侧输出端通过管路与压气机 (1) 的输入端连接，所述燃料泵 (8) 的输入端通过管路与燃料箱 (7) 连接，所述燃料泵 (8) 的输出端通过管路与换热器 (6) 的低温侧输入端连接，所述换热器 (6) 的低温侧输出端通过管路与发动机 (3) 连接构成次冷却回路。

2. 根据权利要求 1 所述的超燃冲压发动机回热式闭式布莱顿冷却循环系统，其特征在于所述主冷却回路中使用的冷却剂为氦。

3. 根据权利要求 1 或 2 所述的超燃冲压发动机回热式闭式布莱顿冷却循环系统，其特征在于所述次冷却回路中使用的冷却剂为氢或碳氢燃料。

超燃冲压发动机回热式闭式布莱顿冷却循环系统

技术领域

[0001] 本发明涉及一种超燃冲压发动机冷却循环系统。

背景技术

[0002] 飞行马赫数大于 5 的高超声速飞行器是当前研究的一大热点，包括发展单级或两级入轨空天飞机、天地往返运输器和高超声速巡航导弹等。以超燃冲压发动机为推进系统的吸气式高超声速飞行器的关键技术之一是飞行器的热防护，其中发动机冷却是其中最困难的部分，因为即使采用复合材料也难以承受在发动机内部产生的巨大热负荷。一般认为燃料是最佳的冷却剂，然而理论分析和实践表明，冷却剂流量在达到某一飞行马赫数之后将大于推进用燃料流量，只得携带额外的燃料，且多余的冷却用燃料只能被抛弃，长时间飞行多余的燃料携带将给飞行器带来严重的质量惩罚。

[0003] 为了提高燃料冷却能力，世界各国均致力于发展吸热型碳氢燃料，由于碳氢燃料发生吸热型反应能够提供更高的热沉（冷却能力）。目前，国内外还没有研制出转化率高、寿命长的反应催化剂，结焦积炭是一直难以解决的瓶颈问题。而氢燃料热沉已无法通过其他途径再提高。因此，燃料热沉不足一直限制着高超声速飞行器的发展。

[0004] 高速飞行使得高超声速飞行器被炙热的气体包围，周围空气温度过高，燃料供给系统无法提取飞行器外部空气用作涡轮泵燃料供给系统的驱动气，取气困难也限制高超声速飞行器的发展。此外，高超声速飞行器长时间飞行需要持续的电力供应，然而携带燃料电池等供电装置，将给飞行器带来严重的质量惩罚。采用何种形式的供电装置，也是一项亟待解决的关键技术。

发明内容

[0005] 本发明的目的是为了解决现有的高超声速飞行器的超燃冲压发动机冷却困难、冷却用燃料的流量大和热沉不足及燃料供给系统取气困难的问题，提出了一种超燃冲压发动机回热式闭式布莱顿冷却循环系统。

[0006] 本发明为解决上述技术问题采取的技术方案是：所述冷却循环系统包括压气机、发动机、冷却通道、涡轮、燃料箱、燃料泵和中心轴，所述冷却循环系统还包括回热器、换热器和发电机，所述中心轴的一端与发电机连接，所述中心轴的另一端分别与压气机和燃料泵连接，所述涡轮装在发电机和压气机之间的中心轴上，所述冷却通道设置在发动机上部的外壁面上；所述压气机的输出端通过管路与回热器的冷侧输入端连接，所述回热器的冷侧输出端通过管路与冷却通道的输入端连接，冷却通道的输出端通过管路与涡轮的输入端连接，涡轮的输出端通过管路与回热器的热侧输入端连接，所述回热器的热侧输出端通过管路与换热器的高温侧输入端连接构成主冷却回路；所述换热器的高温侧输出端通过管路与压气机的输入端连接，所述燃料泵的输入端通过管路与燃料箱连接，所述燃料泵的输出端通过管路与换热器的低温侧输入端连接，所述换热器的低温侧输出端通过管路与发动机连接构成次冷却回路。

[0007] 本发明具有以下有益效果：1. 本发明冷却循环系统分主次两个冷却回路来完成，超燃冲压发动机的冷却由主冷却回路来完成，主冷却回路采用燃料之外的惰性气体氦作为冷却剂，由于氦具有很好的吸热性能；燃料为次冷却回路的冷却剂，它仅吸收主冷却回路的散热量，仅为整个超燃冲压发动机散热量的一部分。因此，需要燃料吸收带走的热量大大降低，燃料的热沉足够吸收这部分热量，大大降低了冷却用燃料流量的需求。回热器的采用有助于提高整个循环的能量利用率，提升循环效率。同时，高超声速飞行器和超燃冲压发动机的废热得到了有效利用，涡轮带动压气机和发电机工作，实现了热能最终向电能的转换。2. 本发明系统输出的可用功为燃料供给系统提供动力源，涡轮驱动燃料泵实现了燃料供给，解决了超燃冲压发动机涡轮泵系统取气困难的问题，而且部件匹配性能较好。3. 涡轮带动发电机构建了有效的热动力发电系统，可为超燃冲压发动机乃至整个高超声速飞行器提供持续的电力供应。4. 本发明解决了超燃冲压发动机废热利用的问题，热能向机械能的转换解决了涡轮泵驱动问题，热能向电能的最终转换解决了飞行器及发动机持续供电问题。构建了一个高效的超燃冲压发动机冷却循环系统。

附图说明

[0008] 图 1 是具体实施方式一的结构示意图，图 2 是本发明的冷却循环系统的工作原理示意图。

具体实施方式

[0009] 具体实施方式一：结合图 1 说明本实施方式，所述冷却循环系统包括压气机 1、发动机 3、冷却通道 4、涡轮 5、燃料箱 7、燃料泵 8 和中心轴 10，所述冷却循环系统还包括回热器 2、换热器 6 和发电机 9，所述中心轴 10 的一端与发电机 9 连接，所述中心轴 10 的另一端分别与压气机 1 和燃料泵 8 连接，所述涡轮 5 装在发电机 9 和压气机 1 之间的中心轴 10 上，，所述冷却通道 4 设置在发动机 3 上部的外壁面上；所述压气机 1 的输出端通过管路与回热器 2 的冷侧输入端连接，所述回热器 2 的冷侧输出端通过管路与冷却通道 4 的输入端连接，冷却通道 4 的输出端通过管路与涡轮 5 的输入端连接，涡轮 5 的输出端通过管路与回热器 2 的热侧输入端连接，所述回热器 2 的热侧输出端通过管路与换热器 6 的高温侧输入端连接构成主冷却回路；所述换热器 6 的高温侧输出端通过管路与压气机 1 的输入端连接，所述燃料泵 8 的输入端通过管路与燃料箱 7 连接，所述燃料泵 8 的输出端通过管路与换热器 6 的低温侧输入端连接，所述换热器 6 的低温侧输出端通过管路与发动机 3 连接构成次冷却回路。

[0010] 所述主冷却回路中使用的冷却剂为氦，所述次冷却回路中使用的冷却剂为氢或碳氢燃料。

[0011] 工作原理：初始工作时，启动发电机 9，由具有电动机功能的发电机 9 带动涡轮 5 转动，涡轮 5 通过中心轴 10 分别带动压气机 1 和发电机 9 工作。氦由压气机 1 增压后进入回热器 2 与涡轮 5 出口的氦进行热量交换，吸收燃料在发动机燃烧散出的热量，然后进入超燃冲压发动机的冷却通道 4 对发动机 3 进行冷却并被加热至高温状态，随后高温高压的氦流经涡轮 5 膨胀做功后温度压力均降低，氦推动涡轮 5 转动，涡轮 5 带动发电机 9 工作，即实现发电；最后氦进入换热器 6 被燃料冷却至初始状态，主冷却回路的一个循环结束；随后

氦重新进入压气机 1 中，新的循环开始。燃料泵 8 将燃料箱 7 中的燃料抽到燃料泵 8 内增压至超临界压力状态，燃料进入换热器 6 对氦进行冷却。最后，燃料经管道进入发动机 3 中进行燃烧。

[0012] 布莱顿循环，也叫布雷顿循环，是现有技术。它是动力系统中常见的一种热力循环，主要包括压气机、换热器（或燃烧室）和涡轮三个部件。气体工质在布莱顿循环中，先后经历压缩、吸热和膨胀三个过程。

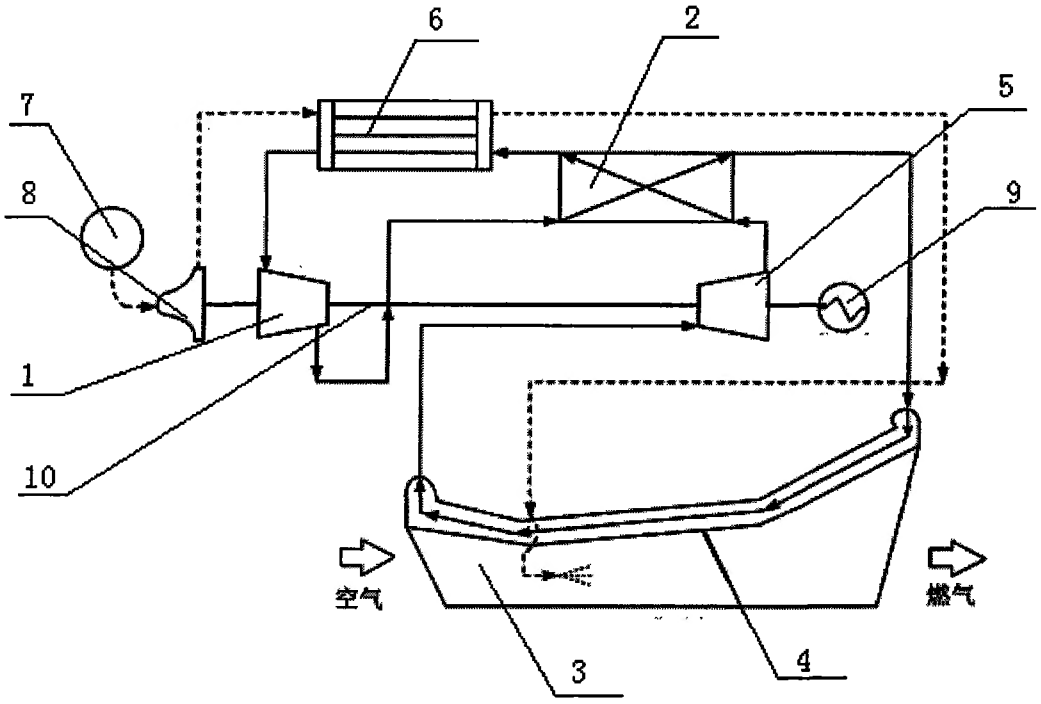


图 1

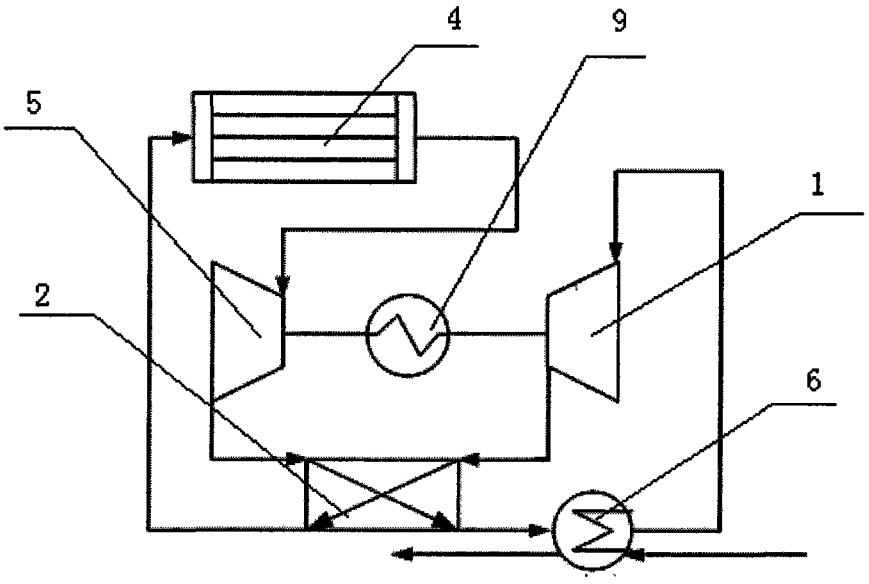


图 2